

© 2012 г. В.Ф. КОПЬЕВ, д-р физ.-мат. наук
С.Л. ЧЕРНЫШЕВ, чл.-корр. РАН
(Федеральное государственное унитарное предприятие
«Центральный Аэрогидродинамический Институт
имени профессора Н.Е.Жуковского», Жуковский)

РАЗВИТИЕ МЕТОДОВ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АЭРОАКУСТИКИ В ЦАГИ

Для решения задач вычислительной аэроакустики в ЦАГИ разрабатываются собственный комплекс программ численного моделирования всего спектра задач аэроакустики: от шума винтов до шума современных двухконтурных реактивных двигателей на всех режимах полета, от шума на местности и до шума в пассажирском салоне. В работе представлены последние результаты численного моделирования акустической неустойчивости вихря Ранкина, шума авиационного винта, а также шума турбулентных струй, в том числе одна из первых в мире попыток расчета шума современного двухконтурного двигателя в режиме крейсерского полета применительно к оценке влияния шума струи на уровень шума в салоне самолета.

DEVELOPMENT OF COMPUTATIONAL AEROACOUSTICS METHODS IN TSAGI / V.F. Kopiev, S.L. Chernyshev (Central Aerohydrodynamic Institute n.a. prof. N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky 1, Zhukovsky, Moscow region 140180, Russia, E-mail: vkopiev@mktsagi.ru). In-house numerical tool for computational aeroacoustics (CAA) problems is being developed in TsAGI. The tool is planned to cover the whole variety of aeroacoustics problems: from the fundamental problems to the applied problems of technological interest. The paper presents the latest TsAGI results in CAA: modelling of acoustic instability of a Rankine vortex, rotor noise, and jet noise modelling including one of the first attempts of jet noise modelling in cruise conditions from the viewpoint of cabin noise.

1. Введение

Как известно, в последние годы в ряду требований, предъявляемых к гражданским самолетам, на втором месте после безопасности находится требование экологической эффективности, одной из важнейших компонент которой является высокая степень акустического совершенства самолета как с точки зрения шума на местности, так и с точки зрения шума в пассажирском салоне.

Проблема снижения авиационного шума, изучаемая в рамках аэроакустики, является одной из сложнейших в авиационной науке вследствие того, что основным источником шума являются различные виды турбулентных течений около летательного аппарата (турбулентные струи и следы, турбулентный пограничный слой на поверхности фюзеляжа), для которых в принципе отсутствуют динамические модели, позволяющие опи-

сывать тонкие нестационарные эффекты, ответственные за генерацию шума. Исследование этих задач требует использования уникальной экспериментальной базы, способной обеспечить условия безотражения при одновременном моделировании турбулентных характеристик течения. В такой ситуации для исследования процессов шумообразования от реальных объектов сложной геометрии, работающих в условиях реального полета, исключительно перспективным инструментом является численное моделирование. Отметим также, что зачастую решаемые задачи не могут быть эффективно промоделированы с использованием даже самой современной экспериментальной базы, например, если речь идет об условиях крейсерского полета. Тогда численное моделирование становится единственным прямым способом получения нужного знания.

В ЦАГИ разрабатывается собственный комплекс программ численного моделирования всего спектра задач аэроакустики: от шума винтов до шума современных двухконтурных реактивных двигателей на всех режимах полета, от шума на местности и до шума в пассажирском салоне. Задача максимум – создание среды моделирования, включающей в себя следующие этапы:

- Получение геометрии в формате CAD (форматы stl, iges, step);
- Обработка геометрии, удаление ненужных деталей;
- Построение расчетной сетки в физическом пространстве;
- Расчет течения для заданных параметров задачи на суперкомпьютере;
- Обработка результатов в акустическом пост-процессоре;
- Выдача рекомендаций, возвращение к первому шагу;

и позволяющей решать весь спектр аэроакустических задач: решение модельных задач (изолированные вихри: вихрь Ранкина, вихревое кольцо и т.п.), для которых имеются точные и асимптотические решения; расчет основных источников шума летательного аппарата на местности (струи, винты, механизация, шасси); валидация основных кодов с помощью численных аналогов тонких экспериментальных методик (МАД [1] и др.); и, наконец, интеграция численных расчетов в программу расчета шума на местности и в салоне самолета (Рис. 1).

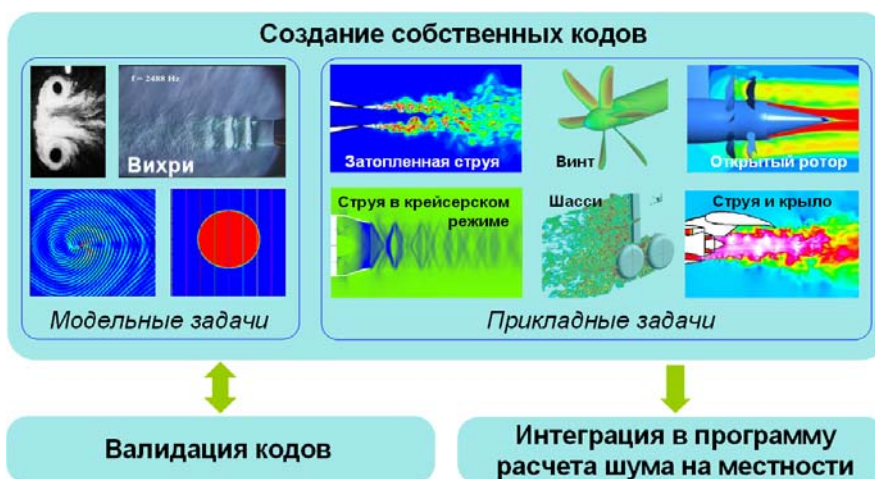


Рис. 1. Задачи ЦАГИ в области вычислительной аэроакустики

В настоящей работе кратко представлены последние результаты численного моделирования нескольких характерных задач аэроакустики: от классической модельной задачи до расчетов шума авиационного винта, а также шума турбулентных струй, в том

числе одна из первых в мире попыток расчета шума современного двухконтурного двигателя в режиме крейсерского полета применительно к оценке влияния шума струи на уровень шума в салоне самолета (Рис. 1). Для всех расчетов приводится валидация на доступных экспериментальных данных, а для модельных задач – сравнение с точными и асимптотическими решениями. Расчеты выполнены с помощью разрабатываемого в ЦАГИ вычислительного комплекса программ и проводились на собственном кластере ЦАГИ, а также на суперкомпьютерах «Чебышев» и «Ломоносов» (МГУ, Россия), а также HECToR, (Шотландия) с максимальным числом одновременно используемых ядер до 998.

2. Особенности задач вычислительной аэроакустики

К настоящему моменту времени вычислительная аэродинамика достигла такого уровня развития, при котором оказывается возможным производить достаточно точный численный расчет осредненных характеристик широкого класса турбулентных течений. Однако применение численных методов для решения аэроакустических проблем встречает дополнительные трудности, не имеющие аналога при решении традиционных задач аэродинамики: необходимость моделирования нестационарного движения среды с существенно различными пространственно-временными масштабами возмущений, имеющих существенный разброс амплитуд в различных областях течений. Начиная со второй половины 90-х годов прошлого столетия для решения специфических проблем аэроакустики получило развитие отдельное направление – вычислительная аэроакустика (CAA). В результате многочисленных исследований было установлено, что проведение точных расчетов шума турбулентных потоков предъявляет повышенные требования к численным алгоритмам в части низкой диссипативности и дисперсионности применяемых схем, необходимости в чрезвычайно низком численном шуме, достаточно мелких расчетных сеток, а также необходимости постановки не отражающих условий на границах расчетной области. Кроме этого, оказалось, что численный расчет шума турбулентных потоков требует знания тонких пространственно-временных характеристик турбулентного движения, которые не рассчитываются по стандартным моделям турбулентности. Все это в совокупности влечет необходимость использовать распараллеленные вычисления. Задача развития эффективных вычислительных технологий на базе современных суперкомпьютеров, с использованием распараллеливания, применительно к проблемам аэроакустики успешно решается в ЦАГИ.

Для того чтобы продемонстрировать сложность аэроакустических задач с точки зрения использования численных методов, сделаем простые оценки на примере классического объекта исследования аэроакустики – турбулентной струи, истекающей в свободное пространство. В лабораторных условиях шум турбулентных течений исследуется в специальных заглушенных камерах, стенки которых покрыты специальными клиньями, приближенно реализующими естественную ситуацию свободного поля. Отметим, что в акустическом отделении ЦАГИ имеется уникальная для России заглушенная камера с потоком, а также весь спектр оборудования для исследования как акустических, так и аэродинамических параметров течений. Характерный диаметр сопел, испытываемых в экспериментах составляет $D \sim 10^{-2} \dots 10^{-1}$ м. Шум струи измеряется в дальнем поле, т.е. на расстоянии, много большем характерных излучаемых длин волн: $r \sim 20 \dots 30D$. Как известно [2], мощность акустического излучения струи существенно зависит от скорости ее истечения U , так что именно сравнительно высокоскоростная, в т.ч. горячая, струя с числом Маха $M = U/c \sim 1$, где c – скорость звука, является предметом пристального изучения в аэроакустике, как один из основных источников шума авиационного двигателя [3].

Не затрагивая вопрос физических механизмов генерации шума турбулентным течением, оценим приближенно те вычислительные ресурсы, которые необходимы, чтобы получить спектры акустического давления в дальнем поле струи, т.е. стандартные данные, получаемые из однодневного эксперимента в заглушенной камере. Требуемые ресурсы определяются количеством элементов (ячеек) N_{cell} расчетной сетки, на которые разбита расчетная область, количеством шагов по времени N_t , которое необходимо сделать в процессе расчета, а также быстродействием используемого компьютера. Из общих соображений ясно, что размер расчетной области должен быть достаточно велик так, чтобы (а) внутри нее помещалась существенная часть исследуемого течения и (б) границы области были бы достаточно далеко от источника звука, чтобы паразитные отраженные волны, если они и возникают, были бы пренебрежимо малы. Так, для струи диаметром D , характерный линейный размер области можно оценить как $L \gtrsim 10 \dots 50D$, а ее объем как $V \sim 5 \cdot 10^4 D^3$. Оценим минимальный размер расчетных ячеек для желаемого разрешения. Обычно в экспериментах получают узкополосные спектры пульсаций давления в дальнем поле до чисел Струхала $Sh = f_{max} D / U \sim 10$, где f – частота излучения в Герцах. Таким образом, желательно, чтобы в численном расчете разрешались волны, начиная с длины $\lambda = c / f = cD / Sh / U \sim D / Sh \gtrsim 10^{-1} D$, значит, размер расчетных ячеек, обеспечивающий корректный перенос акустических волн желаемой длины (мы пока не затрагиваем свойства конкретных численных схем), должен быть $dx \sim 10^{-1} \lambda \sim 10^{-2} D$. Опыт расчетов показывает, что такой размер ячеек при использовании метода моделирования крупных вихрей (LES) минимально достаточен и для правильного в целом описания эволюции турбулентного слоя смешения струи. Так, если нашу расчетную область объема V заполнить ячейками объема $v \sim dx^3$ (чтобы акустические волны правильно доносились до дальнего поля, где их обычно регистрируют микрофонами), то на основании сделанных оценок, мы получим число ячеек $N_{cell} \sim 5 \cdot 10^{10}$, что пока является недостижимо большой величиной для современных компьютеров.

Однако есть пути, позволяющие существенно сократить число расчетных ячеек – это применение интегральных методов расчета шума в дальнем поле типа Кирхгофа или Фокса Вильямса-Хоукинга (ФВХ) [4-5]. Данные методы позволяют поддерживать высокое сеточное разрешение лишь в сравнительно небольшой области внутри и вокруг турбулентного течения и, накапливая временные реализации пульсаций гидродинамических величин на контрольной поверхности, окружающей данную область, пересчитывать их затем с помощью определенных интегральных соотношений в звуковое давление в дальнем поле. Оценка размера расчетной области, сделанная выше, остается при этом неизменной, т.к. для получения корректного результата и при использовании интегральных методов необходимо «вывести» все излучение струи за пределы расчетной области, т.е. минимизировать влияние паразитных отражений от ее границы на полезный сигнал на контрольной поверхности. Для достижения этой цели область вне контрольной поверхности заполняют ячейками, размер которых увеличивается по направлению к границе области так, что вокруг границ образуется «звукопоглощающий» слой из крупных ячеек, иногда в этом слое численную схему дополняют искусственной повышенной диссипацией. Таким образом, основная масса ячеек оказывается сосредоточенной внутри контрольной поверхности. Для струи, характерный поперечный размер которой порядка D , а продольный – порядка $10D$, контрольная поверхность будет иметь размеры порядка $3D \times 3D \times 30D$ (Рис. 2), а объем, охватываемый контрольной поверхностью, будет $V_{cont} \sim 3 \cdot 10^2 D^3$, что дает число ячеек расчетной сетки $N_{cell} \sim 10^8$, нахо-

дящееся на пределе возможностей современных компьютеров. Оптимизация сгущений в слоях смешения с учетом распределения характерных масштабов турбулентности и снижение высокочастотного порога разрешения до $Sh = f_{\max} D/U \sim 3...5$ позволяет уменьшить число расчетных ячеек, потребное для получения приемлемых, по крайней мере, с инженерной точностью, результатов до нескольких миллионов и десятков миллионов $N_{cell} \sim 10^6...10^7$.

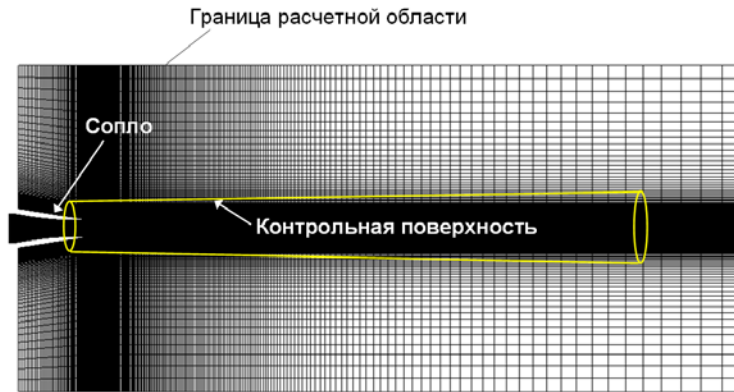


Рис. 2. Характерный вид расчетной области (продольное сечение) для струи и положение контрольной поверхности для расчета шума в дальнем поле

Величину шага по времени можно оценить по размеру минимальной ячейки: $dt \sim CFL \cdot dx_{\min} / c \sim 10^{-2} D / c \sim 10^{-2} D / U$, где CFL – число Куранта-Фридрихса-Леви. Число шагов по времени, которое необходимо совершить определяется длиной временной реализации, достаточной для получения спектра пульсаций давления приемлемой гладкости. Характерное минимальное число Струхала $Sh = f_{\min} D/U \sim 10^{-1}$ так, что длина однократной реализации должна быть не менее $5 / f_{\min} \sim 50 \cdot D/U$, а всей реализации, достаточной для выполнения нескольких сотен усреднений спектра – $T \sim 5 \cdot 10^3 D/U$, так что полное число шагов должно быть $N_t \sim 5 \cdot 10^5$, т.е. сотни тысяч, без учета времени выхода на установившийся в среднем режим. Несложно оценить, что объемы данных для последующей акустической обработки по выбранному интегральному методу составляют сотни гигабайт, т.к. требуется сохранять всю историю пульсаций на контрольной поверхности.

Оценим теперь характерное время грубого расчета шума струи. Если для одной ячейки один шаг по времени совершается, скажем, за ~ 10 мкс (это число, конечно, зависит от многих факторов: быстродействие компьютера, качество программного кода и т.п.), то для проведения расчета, удовлетворяющего минимальным требованиям ($N_{cell} \sim 10^6...10^7$, $N_t \sim 5 \cdot 10^5$), потребуется $\sim 10^4$ процессорочасов. Таким образом, возникает неизбежная необходимость создания распараллеленного программного кода, обеспечивающего приемлемое масштабирование вплоть до тысяч ядер, что позволяет сократить время расчета до нескольких дней и даже часов или, при сохранении времени расчета, увеличивать число расчетных ячеек.

Повышенные требования предъявляются также и к численным схемам при их использовании в аэроакустических расчетах. Одной из основных проблем при решении задач вычислительной аэроакустики турбулентных течений является существенный разброс характерных масштабов. Акустические колебания – не единственная, и, зачас-

тую, далеко не самая большая по амплитуде часть решения уравнений газовой динамики. В решении уравнений газовой динамики существенно содержится «гидродинамическая» часть, которая на перенос звука непосредственно не влияет. Корректный расчёт акустических пульсаций наряду с аэродинамическими характеристиками струи требует использования вычислительных технологий повышенной точности. Поэтому улучшение диссипативных и дисперсионных свойств численных схем представляется исключительно актуальной задачей.

3. Обзор разрабатываемых вычислительных инструментов и полученных с их помощью результатов

3.1. Расчет тестовых задач

Одной из классических задач аэроакустики является задача о колебаниях двумерного вихря Ранкина и излучаемого им звука. Аналитическое решение задачи хорошо известно. В сжимаемой жидкости задача является одним из наиболее простых модельных примеров распределенного вихря, когда динамику вихревого поля и звук можно вычислить точно [6]. Теоретически была обнаружена такая особенность излучения звука вихрем, как акустическая неустойчивость [7], объяснение которой на языке волн отрицательной энергии было дано в [8-9]. С точки зрения численного моделирования задача является исключительно сложной, поскольку вихревое течение отличается резкой границей, разделяющей вихревое (неустойчивое) и потенциальное течения. Деформации этой границы (возмущения Кельвина) вращаются с постоянной угловой частотой и медленно нарастают из-за акустической неустойчивости. Моделирование всей совокупности процессов генерации и обратного влияния звука на вихревое течение было выполнено с помощью метода «КАБАРЕ» [10-13]. Оказалось, что характеристики данной схемы исключительно хорошо приспособлены для решения вычислительных задач, связанных с вихревой динамикой, в частности, для задач аэроакустики.

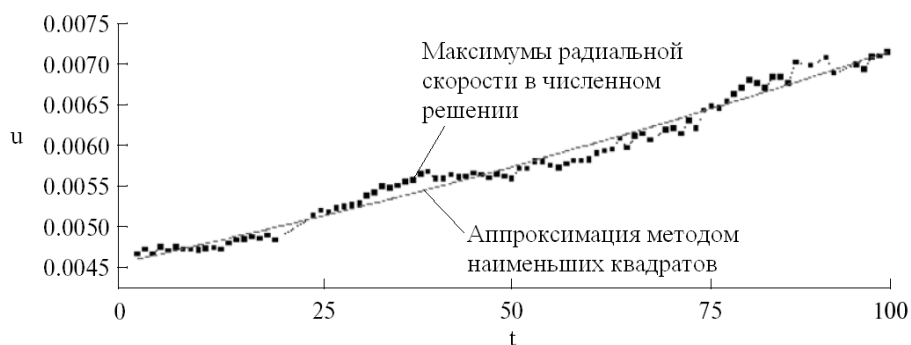


Рис. 3. Зависимость от времени радиальной скорости на границе вихря (все величины безразмерные).

Как видно (рис. 3) численное решение демонстрирует медленное нарастание амплитуды колебаний, связанное с акустической неустойчивостью вихря. Оценка инкремента неустойчивости из результатов численного моделирования с точностью 10% совпала с аналитическим решением. Поэтому данный результат может рассматриваться как первый успешный шаг в процессе построения иерархии кодов, способных в результате предсказывать вклад в суммарный шум собственной динамики вихревых структур наряду с процессами передачи турбулентной энергии по каскаду возмущений. В данных

расчетах использовалась распараллеленная с помощью MPI/OpenMP двумерная версия метода «КАБАРЕ», позволяющая решать систему уравнений Эйлера для сжимаемого газа.

3.2. Расчет шума турбулентных струй

Уникальные среди схем второго порядка диссипативные и дисперсионные свойства схемы «КАБАРЕ» и ее успешное использование для решения модельных задач аэроакустики (представляющих существенные трудности для известных схем более высокого порядка) предопределили ее использование в расчетах шума реальных трехмерных течений. Решение задачи о шуме турбулентной струи наиболее полно описывается уравнениями Навье-Стокса, которые, будучи дополненными граничными условиями на границах расчетной области ставят задачу численного моделирования данного течения. Трехмерная версия кода реализована в виде нескольких модулей, написанных на языке Fortran-90 и реализует базовые операции: чтение сетки в формате OpenFOAM, считывание начальных данных и граничных условий из вспомогательного файла, непосредственно сам расчет с сохранением временных историй пульсаций гидродинамических величин в выбранных областях расчетной области. Данная версия кода ориентирована на запуск в параллельном режиме, распараллеливание осуществляется на основе библиотек OpenMPI. Постпроцессор реализован в виде набора нескольких модулей, написанных на языке Fortran-90, и реализует как запись поля гидродинамических величин в выбранных областях расчетной области в формате пакета Tecplot, так и акустическую постобработку по методу ФВХ.

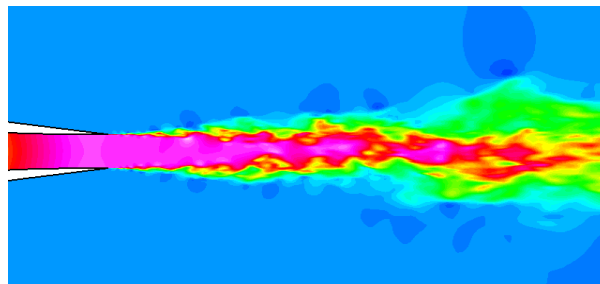


Рис. 4. Распределение модуля скорости в продольной плоскости симметрии.

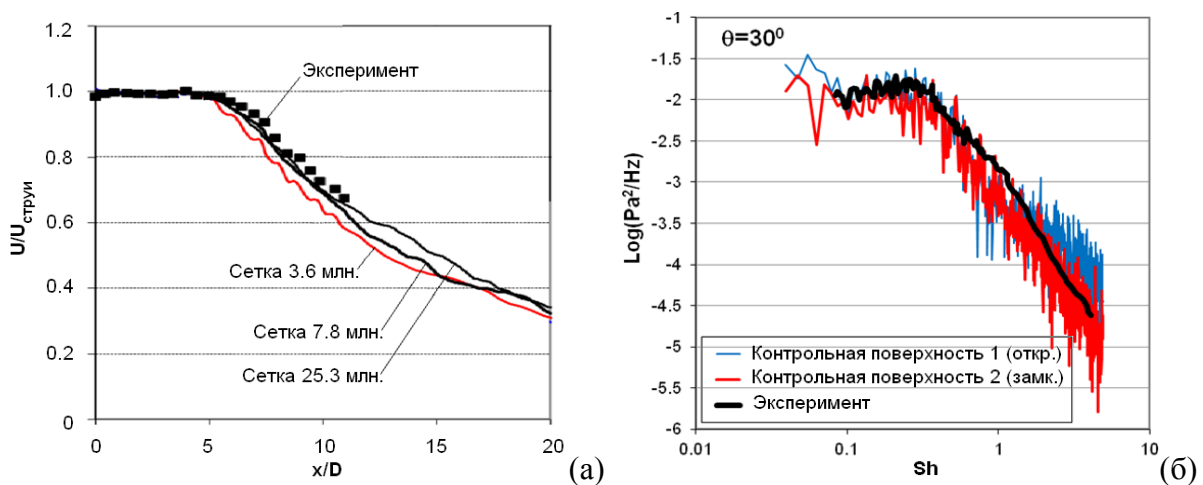


Рис. 5. Распределение продольной скорости струи вдоль продольной оси (а), спектр пульсаций давления в дальнем поле под углом 30° к оси струи для сетки 7.8 млн. (б).

Результаты расчета холодной струи, истекающей со скоростью 255 м/с из профилированного сопла с диаметром среза 50 мм, представлены на рис. 4-5 [14]. Данные результаты получены на сетках с числом ячеек от 3 до 25 млн. Один расчет занимал 24-72 часа на 500-1000 ядрах суперкомпьютера. Видно хорошее совпадение с экспериментальными данными [15] как по средним величинам, так и по спектрам дальнего поля уже для сетки 7.8 млн. ячеек.

Данный код был также применен к расчету акустического поля струи двухконтурного двигателя в режиме крейсерского полета гражданского самолета. Расчеты были направлены на решение задачи об оценке влияния шума струи на уровень шума в салоне самолета. Эта задача является актуальной для современных самолетов, поскольку в условиях крейсерского полета возможно возникновение нерасчетного режима истечения дозвуковых горячих струй, который характеризуется превышением давления струи на срезе сопла по отношению к давлению окружающей среды. В результате имеет место разгон потока за пределами сопла до сверхзвуковой скорости с образованием системы скачков уплотнения. Как следствие, возникает новый интенсивный источник шума, который имеет максимум направленности поперек скорости истечения струи, т.е. непосредственно на фюзеляж самолета. Именно появление этого интенсивного источника и составляет проблему с точки зрения влияния реактивной струи на шум внутри салона самолета. Сравнение результатов расчета для модельной конфигурации «двигатель-фюзеляж» с экспериментальными данными, полученными в США в летных экспериментах с самолетом Боинг-777 [16], демонстрирует адекватное их согласование. Расчеты данного течения проводились на 998 ядрах суперкомпьютера, при этом демонстрировалась хорошая масштабируемость кода.

3.3. Расчет шума винтов

С точки зрения аэроакустики задача о тональном шуме винта является менее сложной, по крайней мере, для одиночных винтов с дозвуковым режимом обтекания, чем задача о шуме струй, поскольку в этом случае основным источником шума является практически детерминированный процесс, связанный со средним полем нагружения лопасти (шум нагрузки) и геометрией ее поперечных сечений (шум вытеснения). Более сложной является задача о шуме открытого ротора, состоящего из двух противовращающихся винтов, когда имеет место нестационарное взаимодействие вихревых следов, сходящих с лопастей, и когда требуется детальное моделирование временной истории турбулентного течения. С точки зрения вычислительной аэроакустики задача о шуме винтов, включая шум открытого ротора, встречает трудности двух видов:

- 1) сложность геометрии задачи по сравнению с течением из круглых сопел, а также необходимость комбинировать вращающиеся (в т.ч. противовращающиеся) и неподвижные блоки расчетных сеток;
- 2) уже упомянутая необходимость подробного и точного моделирования нестационарного вихревого течения (это же справедливо и для расчетов шума струй).

На настоящем этапе в ЦАГИ решается задача (1), когда на примере одиночного винта реализуется работа со сложными геометриями и сетками, при этом шум можно вычислять по теории Хансона или использовать уже упомянутый метод Фокса Вильямса-Хоукинга.

Основной частью разрабатываемого пакета для расчета шума винтов, в т.ч. биротативных роторов, является вычислительное ядро, основанное на работах [17-20]. Ядро является библиотекой из четырех модулей на языке Fortran-90 и реализует базовые опе-

рации по чтению неструктурированных сеток в различных форматах, созданию информации о связности сетки, интерполяцию функций (решения) с произвольным порядком аппроксимации, реализацию ограничителей наклона типа TVD и WENO для расчета разрывных решений, вывод данных под визуализатор Tecplot, а также функции обмена данными по технологии MPI. Общий размер ядра составляет примерно 10 тысяч строк кода.

Задача препроцессора пакета состоит в подготовке расчетной сетки, полученной из сеточного генератора, для использования на многопроцессорных ЭВМ. Препроцессор состоит из двух программ: конвертора сетки и программы разбиения на блоки. Конвертор сетки считывает расчетную сетку и выдает граф сетки, пригодный для использования в пакете METIS [21]. Далее, с помощью пакета METIS проводится распределение ячеек сетки по процессорам. После этого программа разбиения на блоки разбивает сетку на блоки, строит списки граней и вершин для каждого блока, проводит перенумерацию вершин, граней и ячеек и записывает полученные данные в новом формате, пригодном для использования на кластерах. Постпроцессор позволяет собрать из многоблочного вывода данных одноблочный, что удобно для задачи визуализации результатов, а так же для обработки данных. Отметим, что как препроцессор, так и постпроцессор используют модули ядра, что обеспечивает автоматическое обновление всех частей пакета при обновлении ядра.

Аэродинамический решатель пакета является одной из надстроек над ядром «Несветай-3Д» и выполняет задачу решения сжимаемых уравнений Эйлера и Навье-Стокса во вращающейся системе координат.

Основной аэродинамического решателя является схема типа Годунова-Колгана, реализованная на произвольных неструктурированных сетках. Высокий порядок аппроксимации метода достигается использованием кусочно-полиномиальной аппроксимации газодинамических величин внутри каждой расчетной ячейки. При этом коэффициенты данной аппроксимации находятся по значениям решения так называемом шаблоне реконструкции, состоящем из ячейки и некоторого числа ее соседей. Для подавления осцилляций на разрывах (ударных волнах и контактных поверхностях) используются ограничители наклонов различных типов. Для гексаэдральных сеток так же возможно использование реконструкции типа WENO [22], обеспечивающей повышенную точность счета.

Второй ключевой частью численного метода, реализованного в аэродинамическом решателе, является блок решения задачи распада разрыва. В оригинальной схеме Годунова [23] используется точное решение. В настоящем методе для увеличения эффективности счета, а также упрощения программной реализации, используются три различных приближенных решателя, реализованных для вращающейся системы координат: поток Русанова [24], поток HLL [25] и поток HLLC [26].

Третью частью метода является блок продвижения по времени. В программном комплексе реализованы как явная схема различных порядков точности для расчета нестационарных течений, так и эффективная одношаговая неявная схема для решения стационарных задач методом установления. Неявная схема основана на подходе LU-SGS, предложенном в работах [27-28]. Для уменьшения вычислительных затрат используется так называемый matrix-free вариант метода, в котором не требуется вычисления матрицы Якоби системы уравнений.

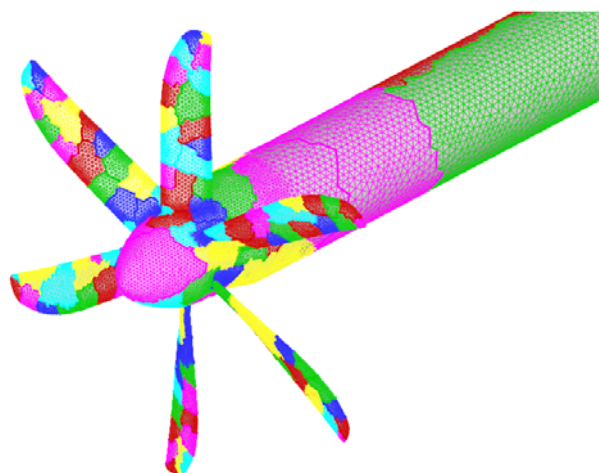


Рис. 6. Разбиение на блоки, пригодные для использования на кластерах

Тестирование пакета проводилось на задаче обтекания вращающегося шестилопастного винта (рис. 6). Геометрия винта включает в себя бобышку, поворотные механизмы и лопасти. Все расчеты выполнялись на суперкомпьютере «Ломоносов». Результаты получены решением сжимаемых уравнений Эйлера во вращающейся системе координат. В качестве критерия сходимости к стационарному режиму принималось падение интегральной невязки до величины 10^{-7} .

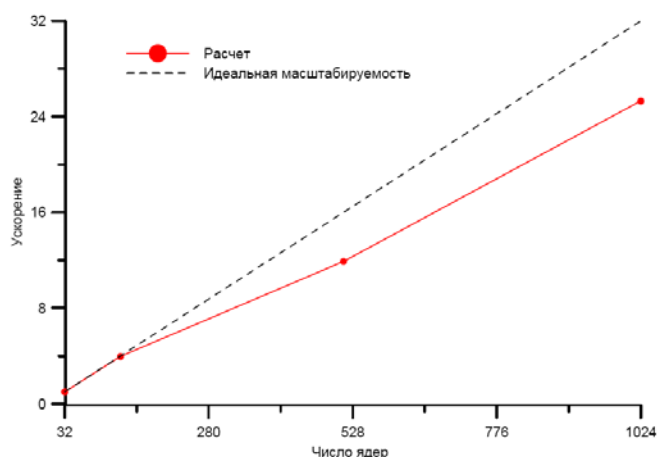


Рис. 7. Зависимость ускорения счета от числа ядер относительно расчета на 32 ядрах

Первая серия расчетов проводилась с целью установить масштабируемость программного комплекса по числу процессоров, а также изучить влияние числа блоков на скорость сходимости к стационарному решению. Использовалась нелинейная схема второго порядка аппроксимации по пространству и решатель распада разрыва HLL. Использовалась тетраэдральная сетка из 5 миллионов ячеек, которая разбивалась на 32, ... 1024 блока. На рис. 7 представлена полученная зависимость ускорения счета от числа ядер относительно расчета на 32 ядрах. Видно, что программный комплекс обладает достаточно высокой эффективностью. На 1024 ядрах ускорение составляет примерно 80% от идеального. При этом число шагов по времени, требуемых для получения стационарного режима, практически не зависит от числа количества блоков, на которые разбита сетка.

4. Заключение

Для решения поставленных задач в ЦАГИ разрабатывается собственный комплекс программ численного моделирования всего спектра задач аэроакустики: от шума винтов до шума современных двухконтурных реактивных двигателей на всех режимах полета, от шума на местности и до шума в пассажирском салоне. Отличительными особенностями данного комплекса являются: поддержка форматов неструктурированных сеток ведущих пакетов, эффективное распараллеливание решателя на основе технологий OpenMP и MPI для использования на современных суперкомпьютерных системах, а также вывод данных, адаптированных для акустических программ ЦАГИ и ведущих пакетов визуализации. Использование разрабатываемого вычислительного комплекса программ позволит создать среду моделирования, включающую в себя все этапы решения прикладных аэроакустических задач.

Авторы выражают благодарность В.М. Головизнину, С.А. Карабасову, Г.А. Фаранову и В.А. Титареву за подробные обсуждения и участие в создании вычислительного комплекса по аэроакустике в ЦАГИ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Kopiev V. F., Zaitsev M. Yu., Chernyshev S. A., and Ostrikov N. N.* Vortex ring input in subsonic jet noise // *Int. J. Aeroacoust.* 2007. V. 6. No. 4. P. 375–405.
2. *Lighthill M.J.* On sound generated aerodynamically: I. General theory // *Proc. R. Soc.* 1952. A. V. 211. No. 1107. P. 564–587.
3. Кузнецов В.М. Эффективность методов снижения шума реактивных струй двигателей пассажирских самолетов // *Акуст. Журн.* 2010. Т. 56. № 1. С. 91–102.
4. *Соболев С.Л.* Уравнения математической физики. М.: Наука, 1966.
5. *FfowcsWilliams J. E., Hawkings D. L.* Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion // *Phil. Trans. R. Soc. A.* 1969. V. 264. P. 321–342.
6. *Broadbent E.G.* Jet noise radiation from discrete vortices // *ARC Rep. & Memor.* 1978. No. 3826. P. 28.
7. *Broadbent E.G., Moore D.W.* Acoustic destabilization of a vortex // *Phil. Trans. R. Soc. A.* 1979. No. 290. P. 353–371.
8. Копьев В.Ф., Леонтьев Е.А. Об акустической неустойчивости аксиального вихря // *Акуст. журн.* 1983. Т. 28. № 2. С. 192–198.
9. *Копьев В.Ф., Леонтьев Е.А.* Излучение и рассеяние звука вихревым кольцом // *Изв. АН СССР. МЖГ.* 1987. № 3. С. 83–95.
10. *Самарский А.А., Головизнин В.М.* Некоторые свойства разностной схемы «КАБАРЕ» // *Математ. моделирование.* 1998. Т. 10. № 1. С. 101–116.
11. *Karabasov S.A., Goloviznin V.M.* A new efficient high-resolution method for non-linear problems in aeroacoustics // *AIAA Journal.* 2007. V. 45. No. 12. P. 2861–2871.
12. *Karabasov S.A., Berloff P.S., Goloviznin V.M.* CABARET in the ocean gyres // *J. Ocean Model.* 2009. No. 30. P. 155–168.
13. *Яковлев П.Г.* Излучение звука плоским локализованным вихрем // *Акуст. Журн.* 2012. Т. 58. № 4. С. 563–568.

14. *Faranosov G.A., Goloviznin V.M., Karabasov S.A., Kondakov V.G., Kopiev V.F., Zaitsev M.A.* CABARET Method on Unstructured Hexahedral Grids for Jet Noise Computation // AIAA Paper. 2012. AIAA-2012-2146.
15. *Power O., Kerherve F., Fitzpatrick J., Jordan P.* Measurements of turbulence statistics in high subsonic jets // AIAA Paper. 2004. AIAA-2004-3021.
16. *Mengle V.G., Ganz U.W., Nesbitt E., Bultemeier E.J., Thomas R.H.* Flight Test Results for Uniquely Tailored Propulsion-Airframe Aeroacoustic Chevrons: Shockcell Noise // AIAA paper. 2006. AIAA-2006-2439.
17. *Тумапов В.А.* Неявный численный метод расчета пространственных течений разреженного газа на неструктурированных сетках // Ж. вычисл. матем. и матем. физики. 2010. Т. 50 № 10. С. 1811-1826.
18. *Tsoutsanis P., Titarev V.A., Drikakis D.* WENO schemes on arbitrary mixed-element unstructured meshes in three space dimensions // J. Comput. Phys. 2010. No. 230. P. 1585-1601.
19. *Titarev V.A., Drikakis D.* Uniformly high-order schemes on arbitrary unstructured meshes for advection-diffusion equations // Computers and Fluids. 2011. V. 46 No. 1. P. 467-471.
20. *Titarev V.A.* Efficient deterministic modelling of three-dimensional rarefied gas flows // Comm. in Comp. Phys. 2012. V. 12. No. 1. P. 161-192.
21. *Karypis G., Kumar V.* Multilevel k-way partitioning scheme for irregular graphs // J. Parallel Distrib. Comput. 1998. No. 48. P. 96-129.
22. *Jiang G.S., Shu C.W.* Efficient implementation of weighted ENO schemes // J. Comput. Phys. 1996. V. 126. No. 1. P. 202-228.
23. *Годунов С.К.* Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики // Мат. сборник. 1959. Т. 47. № 89. С. 271-306.
24. *Русанов В.В.* Расчет взаимодействия нестационарных ударных волн с препятствиями // Ж. вычисл. матем. и матем. физики. 1961. Т. 1. № 2. С. 267-279.
25. *Harten A., Lax P.D., van Leer B.* On upstream differencing and Godunov-type schemes for hyperbolic conservation laws // SIAM Review. 1983. V. 25. No. 1 P. 35-61.
26. *Toro E.F., Spruce M., Speares W.* Restoration of the contact surface in the Harten-Lax-van Leer Riemann solver // Journal of Shock Waves. 1994. No. 4. P. 25-34.
27. *Men'shov I.S., Nakamura Y.* An implicit advection upwind splitting scheme for hypersonic air flows in thermochemical nonequilibrium // In A Collection of Technical Papers of 6th Int. Symp. on CFD. 1995. V. 2. P. 815.
28. *Men'shov I.S., Nakamura Y.* On implicit Godunov's method with exactly linearized numerical flux // Computers and Fluids. 2000. V. 29. No. 6. P. 595-616.